

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problem Mailbox.

THIS PAGE BLANK (USPTO)



(19)

Europäisches Patentamt

European Patent Office

Office européen des brevets



(11) EP 1 046 576 A2

(12)

EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG

(43) Veröffentlichungstag:
25.10.2000 Patentblatt 2000/43

(51) Int. Cl.⁷: **B64C 1/18**, F24D 13/02,
B64C 1/40

(21) Anmeldenummer: 00106295.9

(22) Anmeldetag: 23.03.2000

(84) Benannte Vertragsstaaten:
**AT BE CH CY DE DK ES FI FR GB GR IE IT LI LU
MC NL PT SE**
Benannte Erstreckungsstaaten:
AL LT LV MK RO SI

(30) Priorität: 24.04.1999 DE 19918736

(71) Anmelder:
**DaimlerChrysler Aerospace Airbus Gesellschaft
mit beschränkter Haftung
21129 Hamburg (DE)**

(72) Erfinder: Meisiek, Jürgen
25587 Münsterdorf (DE)

(74) Vertreter:
Hansmann, Dierk, Dipl.-Ing.
Patentanwälte
Hansmann-Klickow-Hansmann
Jessenstrasse 4
22767 Hamburg (DE)

(54) **Plattenbauteil, insbesondere für eine Fussbodenplatte in einem Flugzeug**

(57) Bei einem Plattenbauteil (1), insbesondere für eine Fußbodenplatte in einem Flugzeug, wobei das Bauteil im wesentlichen aus mehreren Schichten aufgebaut ist und zumindest einen Wabenkern (2) und mindestens eine untere und mindestens eine obere Deckschicht (3,5) aufweist, wobei die Deckschichten aus GFK und/oder CFK-Lagen bestehen, besteht die Erfindung darin, daß ein Folienheizer (8) zumindest bereichsweise in das Plattenbauteil (1) eingebracht ist und eine wärmeleitende obere Deckplatte (11) vorgesehen ist.

Dabei ist insbesondere von Vorteil, daß eine erhebliche Gewichtsreduzierung gegenüber den bisherigen Lösungen erreicht wird, was insbesondere für den Einsatz im Flugzeugbau ein wesentliches Erfordernis darstellt. Für die Beheizung von kalten Fußbodenbereichen in der Flugzeugpassagierkabine wird eine gleichmäßige Wärmeverteilung ohne störende Warmluftströme erreicht.

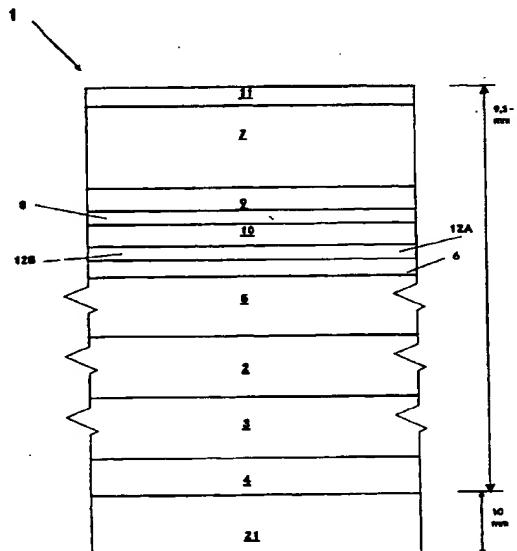


Fig. 1

B schreibung

[0001] Die Erfindung betrifft ein Plattenbauteil, insbesondere für eine Fußbodenplatte in einem Flugzeug, wobei das Bauteil im wesentlichen aus mehreren Schichten aufgebaut ist und zumindest einen Wabenkern und mindestens eine untere und mindestens eine obere Deckschicht aufweist, wobei die Deckschichten aus GFK und/oder CFK-Lagen bestehen.

[0002] Solche Plattenbauteile werden als Sandwichstrukturen in Honigwabenbauweise, auch als Honeycomb-Sandwich-Strukturen bezeichnet, und bestehen aus einem Wabenkern sowie wenigstens je einer unteren und einer oberen Decklage. Die Decklagen sind üblicherweise kohlefaser verstärktes- und/oder glasfaserverstärktes Verbundmaterial (CFK, GFK), die in einem Autoklaven unter Zuführung von Wärme und Druck mit dem Wabenkern verbunden werden. Entsprechend dem Einsatzzweck und der notwendigen Festigkeit sind die Abmessungen des Wabenkerns sowie der Decklagen auszuwählen. Ein Beispiel einer Honeycomb-Sandwich-Struktur ist der Zeitschrift „Flight International“, 17. April 1982, Seiten 988 und 989 zu entnehmen.

[0003] Zum Einsatz kommen solche Plattenbauteile insbesondere im Flugzeugbau, da hier das geringe Gewicht verbunden mit einer hohen Festigkeit von besonderer Bedeutung ist. So werden Fußbodenplatten im Flugzeug aus solchen Plattenbauteilen hergestellt. Zur Abdeckung der Fußbodenplatten in der Passagierkabine sind Kunststoffbodenbeläge „NTF“ (Non Textile Floor) oder Textilteppiche vorgesehen. Es besteht innerhalb der Passagierkabine im Türbereich des Flugzeuges das Problem, daß im Fußbodenbereich eine Beheizung vorgesehen werden muß. Grund der Beheizung sind die relativ niedrigen Temperaturen (bis ca. -15°C) im Türbereich, die sich bei Flugzeugaußenhauttemperaturen bis -55°C in hohen Flughöhen nach ca. 5h Flugdauer einstellen. Ein Isolierschutz durch die Fußbodenbeläge als passive Maßnahme ist nicht ausreichend und es muß Wärmeenergie zugeführt werden. Dafür sind einerseits Luftheizungssysteme bekannt, die in diesen Türbereich warme Luft zuführen. Nachteilig ist bei diesen Warmluftsystemen der Wirkungsgrad, d.h. eine höhere elektrische Anschlußleistung, wechselnder Luftstrom der Klimaanlage, höheres Gewicht, keine homogene Flächentemperatur der Platte sowie die Beeinträchtigung der Passagiere bzw. des Flugpersonals durch die Luftzirkulation. Die Verschmutzung der Lufthaustüsse und auch die Gefahr des Dichtstellens der Lufthaustüsse durch Gepäck sind weitere Nachteile. Als Alternativlösung wurden separat beheizbare Metallfußbodenplatten auf herkömmliche Fußbodenplatten aufgeschraubt. Auch eine solche Lösung ist mit einem hohen Gewicht sowie einem hohen Energieverbrauch verbunden.

[0004] Aus DE 39 22 465 A1 ist eine Plattenbauteil bekannt, in die eine elektrische Heizvorrichtung einge-

bettet ist. Das Plattenbauteil ist vorzugsweise als Sperrholzplatte ausgebildet und für Anwendungsfälle im Hausbau bzw. Haushaltsbereich vorgesehen. Die Heizvorrichtung ist aus einer Menge von bandförmigen Elktroden und einer Kunststoff-Strahlungskörperlage gebildet, wobei für die Strahlungskörperlage Kohlenstoffpartikelheizer Anwendung finden. Eine derartige Heizvorrichtung ist nicht für die Anwendung im Flugzeugbau geeignet, da solche Kohlenstoff-Gemische aufgrund Ihres Brandverhaltens für die Anwendung im Passagierbereich nicht in Frage kommen bzw. nur durch aufwendige Sicherheitsmaßnahmen einsetzbar wären, die zusätzliches Gewicht und Kosten bedeuten.

[0005] Der Erfindung liegt daher die Aufgabe zugrunde, ein gattungsgemäßes Plattenbauteil zu schaffen, das im Bereich von Flugzeugtüren innerhalb einer Passagierkabine oder anderen kalten Räumen im Fußbodenbereich eingesetzt werden kann, um homogene Fußbodenoberflächentemperaturen, vorzugsweise im Bereich von +20°C bis +35°C, zu erreichen und insbesondere eine Gewichtsreduzierung zu den bisherigen Lösungen ermöglicht.

[0006] Diese Aufgabe wird bei einem gattungsgemäßem Plattenbauteil mit den im Patentanspruch 1 genannten Maßnahmen gelöst.

[0007] Dabei ist insbesondere von Vorteil, daß eine erhebliche Gewichtsreduzierung gegenüber den bisherigen Lösungen erreicht wird, was insbesondere für den Einsatz im Flugzeugbau ein wesentliches Erfordernis darstellt. Für die Beheizung von kalten Fußbodenbereichen in der Flugzeugpassagierkabine wird eine gleichmäßige Wärmeverteilung ohne störende Warmluftströme erreicht.

[0008] Weiterbildungen und vorteilhafte Ausgestaltungen sind in den Unteransprüchen 2 bis 10 angegeben.

[0009] Dabei ist mit der Maßnahme gemäß Anspruch 2 insbesondere erreicht, daß der Folienheizer mit einfachen Mitteln in den Plattenbauteilverband eingebracht werden kann.

[0010] Im Anspruch 3 ist eine vorteilhafte Ausbildung des Folienheizers angegeben.

[0011] Die Ausbildung des Anspruchs 4 zeigt eine Deckplatte, die einerseits ein Schutz gegen Beschädigungen und mechanischen Beanspruchungen und andererseits eine homogene Wärmeverteilung an der Oberfläche des Plattenbauteils ermöglicht.

[0012] Die Maßnahmen gemäß Anspruch 5 und 6 gewährleisten eine Temperaturregelung des Plattenbauteils entsprechend des Wärmebedarfes, wobei im Störfall eine Hilfsregelung und als Sicherungsmaßnahme ein Schutz gegen Überhitzung vorgesehen ist.

[0013] Mit der Ausbildung gemäß des Anspruches 7 ist eine mögliche Integration der elektrischen Bauteile und/oder der Elektronikbauteile in das Plattenbauteil aufgezeigt.

[0014] Die Maßnahme gemäß Anspruch 8 zeigt eine Möglichkeit des Schutzes der Bauteilplatte gegen

eindringende Feuchtigkeit.

[0015] Die Ausgestaltungen gemäß der Ansprüche 9 und 10 sehen vor, daß ein sicheres Abschalten der Stromzuführung erfolgt, wenn beispielsweise das Plattenbauteil beschädigt wird.

[0016] Mit der Ausbildung gemäß des Anspruches 11 können Wärmeverluste an der Fußbodenplatte reduziert werden, was den notwendigen Energiebedarf für die Beheizung vermindert.

[0017] In der Zeichnung ist ein Ausführungsbeispiel der Erfindung dargestellt, das nachstehend anhand der Figuren 1 bis 6 näher beschrieben wird. In den Figuren sind gleiche Bauteile mit gleichen Bezeichnungen versehen.

[0018] Es zeigt

- Fig. 1 den Aufbau eines Plattenbauteils,
 Fig. 2 das erfindungsgemäße Plattenbauteil im Bereich eines elektrischen Anschlußelementes in der Draufsicht,
 Fig. 3 das elektrische Anschlußelement gemäß Fig. 2 in einer Seitenansicht und
 Fig. 4 bis 6 die Aussparungen im Plattenbauteil für Sensor- und Schaltelemente.

[0019] In Fig. 1 ist der Aufbau eines Plattenbauteils 1 ersichtlich. Ein solches Plattenbauteil 1, auch als Honeycomb-Sandwich-Struktur bezeichnet, besteht aus einem Wabenkern 2 und mehreren Deckschichten 3, 4, 5, 6 und 7. Die Deckschichten 3, 4, 5, 6 und 7 sind entsprechend dem Einsatzzweck und der notwendigen Festigkeit in Dicke und Ausführung auszuwählen. Für den Einsatz als Fußbodenplatte in einem Flugzeug sind die Deckschichten 3 und 4 als untere Deckschichten vorgesehen, wobei die dem Wabenkern 2 nächstliegende Lage 3 als eine kohlefaser verstärkte Prepreg-Materialschicht (carbon fiber prepreg) und die darunterliegende Lage 4 als eine glasfaser verstärkte Prepreg-Materialschicht (gfk-pf-prepreg) 4 ausgebildet ist. Oberhalb des Wabenkerns 2 ist als obere Deckschicht 5 eine kohlefaser verstärkte Prepreg-Materialschicht (CFK-Platte) sowie Decklagen 6 und 7 aus Prepreglagen, wie Fiberglass-epoxy-prepreg vorgesehen. Mit Prepreg wird mit aushärtbarem Kunstharz vorimprägniertes Fasermaterial bezeichnet. Ein solches Plattenbauteil 1 für den Einsatz als Fußbodenplatte hat aufgrund ihrer Leichtigkeit und ihrer Festigkeit einen wesentlichen Vorteil für den Einsatz in einem Flugzeug. In bestimmten Bereichen des Flugzeugfußbodens, insbesondere im Türbereich des Flugzeugs, ist es notwendig, Beheizungseinrichtungen vorzusehen, da es vor allem bei Langstreckenflügen in großen Höhen bei Flugzeugaußenhauttemperaturen bis zu -55°C im Fußbodenbereich zu Minusgraden bis -15°C kommen kann. Dafür ist erfindungsgemäß zwischen den oberen Deckschichten 6 und 7, ein Folienheizer 8 eingebracht. Der Folienheizer 8 ist vorzugsweise aus Kapton/Cupron-Folien-Heiz-

elementen gebildet. Kapton ist das Trägermaterial für solche Heizfolien, Cupron (Legierung) ist ein Heizmaterial. Als alternatives Heizmaterial kann Manganin verwendet werden. Die Heizelemente für den Folienheizer 8 weisen in ihrer bevorzugten Ausführung einen linearen Temperaturkoeffizienten auf und können zum Erreichen der notwendigen homogenen Temperaturverteilung lokale individuelle Leistungen aufbringen. Zwischen den Fiberglass epoxy-prepreg-Lagen 6 und 7 werden mittels Epoxidharzsichten (epoxy film adhesive) 9 und 10 die Folienheizelemente 8 angeordnet und verklebt.

Die Bauteilplatte 1 enthält als obere Abdeckung eine wärmeleitende Deckplatte 11 als Schutz gegenüber mechanischer Beanspruchung und zur Wärmeverteilung. Vorgesehen ist dafür eine relativ dünne, ca. 0,5 mm starke oberflächenvergütete Metallplatte, vorzugsweise aus dem Werkstoff Aluminium. Die Aluminiumplatte 11 ermöglicht einen schnellen Wärmetransport und eine homogene Wärmeverteilung. Die Metalldeckplatte 11 wird mit den anderen Schichten als Composite verklebt.

Zur Temperaturregelung an dem Plattenbauteil 1 ist eine elektronische Temperaturregeleinheit vorgesehen, die mittels eines PTC-Sensors 12A die Temperaturverteilung im Plattenbauteil 1 ermittelt und die Wärmeleitung des Folienheizers 8 für eine homogene Temperaturverteilung regelt. Bei Ausfall dieser Regelung ist zur Verhinderung einer Überhitzung der Platte 1 ein Übertemperaturschalter 12B mit zwei Abschaltstufen vorgesehen. Bei Erreichen der obersten Stufe, beispielsweise bei 80°C, wird die Plattenbeheizung solange abgeschaltet wie Spannung anliegt. Somit ist eine Überhitzung der Platte 1 ausgeschlossen und der entsprechende Folienheizer 8 ist ausgeschaltet. Die untere Stufe des Übertemperaturschalters regelt den Folienheizer 8 in einem bestimmten Temperaturniveau. Vorzugsweise kann ein Bimetall-Schalter verwendet werden, der z. B. in einem Temperaturbereich von 30°C bis 60°C (mit einer gewissen Toleranz von ca. +/- 5°C) den Heizkreis regelt. Die obere Stufe des Übertemperaturschalters 12B ist somit als Sicherheitsabschaltung bei einer Überhitzung vorgesehen und kommt erst zum Einsatz, wenn auch die untere Stufe des Übertemperaturschalters 12B ausgefallen ist.

Der PTC-Sensor 12A sowie der Übertemperaturschalter 12B sind ebenfalls in die Bauteilplatte 1 integriert. Vorzugsweise sind Folienelemente zu verwenden, die zwischen der Epoxidharzsicht (epoxy film adhesive) 10 und der Fiberglass-epoxy-prepreg-Lage 6 eingebracht wurden.

[0020] Die CFK-Platten 3 und 5 und die Metalldeckplatte 11 werden elektrisch auf Massepotential gelegt, um ein sicheres Abschalten für den Kurzschlußfall, beispielsweise bei Beschädigung der Platte, zu gewährleisten. Zusätzlich sollte in der Temperaturregeleinheit eine elektronische Überwachung des Heizstromes vorgesehen sein, damit im Kurzschlußfall der

Stromkreis unterbrochen wird.

[0021] Die Bauteilplatte 1 wird als Verbund der verschiedenen Lagen in einem Autoklaven bei entsprechender Temperatur und vorzugsweise unter Vakuum hergestellt. Mit der Herstellung unter Vakuum vermeidet man Lufteinchlüsse in der Bauteilplatte 1, die nachteilig für die Anwendung derselben bei wechselnden Druckverhältnissen während des Einsatzes des Flugzeuges ist. Die Festigkeit der Bauteilplatte 1, die für die Anwendung als Flugzeugfußbodenplatte notwendig ist, wird durch den Aufbau mit kohlefaser verstärkten und glasfaserverstärkten Decklagen 3, 4, 5, 6 und 7, dem Wabenkern 2 und der Deckplatte 11 gewährleistet. Eine solch Bauteilplatte 1 hat ungefähr eine Stärke von 9,5 mm. Unterhalb dieses Verbundes kann zur Reduzierung von Wärmeverlusten eine ca. 10 mm starke Isolierschicht 21, beispielsweise aus Kunststoffschaum, angeordnet sein.

Für andere Einsatzzwecke mit anderen Festigkeitsanforderungen kann die Verbundbauplatte 1 im Aufbau und den Schichtdicken variiert werden.

[0022] In Fig. 2 ist eine Draufsicht auf einen Ausschnitt eines erfindungsgemäßen Plattenbauteils 1 im Bereich eines Kabelanschlusses gezeigt. Ein Kabelbündel 13 ist über Einzelleitungen (beispielsweise 14) mit der Heizerfolie 8 verbunden. Eine Verbindung zu den Meß- und Schalterelementen ist ebenfalls vorgesehen. Es kann auch eine gedruckte Schaltung verwendet werden, die an Leitungen des Kabelbündels 13 angeschlossen wird. Notwendig ist auch eine Verbindung zur Gehäusemasche (CASE GND) 14A, d. h. eine Verbindung zur Aluplatte 11. Das Kabelbündel 13 ist mittels eines Kabelbinders 13A am Halter 13B der Bauteilplatte 1 befestigt.

[0023] In Fig. 3 ist die Seitenansicht auf den Bereich des Plattenbauteils 1 mit dem Kabelbündel 13 ersichtlich. Für den Kabelanschluß ist in der Platte 1 ein entsprechender Freiraum 15 vorgesehen, um das Herstellen der elektrischen Verbindungen zu ermöglichen. Ein Schrumpfschlauch 16 wird als Schutzmaßnahme über das Kabelbündel 13 gezogen. Nach Fertigstellung der Verbindungen wird der Freiraum 15 sowie ein Übergangsbereich 17 zwischen Außenfläche der Platte 1 und Kabelbündel 13 mit einem wasserdichten Verguß versehen. Vorteilhaft ist hier die Anwendung von Epoxidharz. Damit ist eine ausreichende Feuchtigkeitsdichtheit und Skydrofestigkeit erreicht.

[0024] In den Fign. 4 bis 6 ist die Integration des PTC-Sensors 12A sowie der Übertemperaturschalter 12B in die Bauteilplatte 1 ersichtlich. In der Bauteilplatte 1 sind entsprechende Aussparungen 18 und 19 vorgesehen, da diese Elektronikbauteile noch nicht bei der Plattenherstellung in Verbundbauweise unter Wärme und Druck eingebracht werden können. Fig. 4 zeigt die Fußbodenaußsparung 18 für die erste Stufe des Übertemperaturschalters 12B und Fig. 5 die Aussparung 19 für die zweite Stufe des Übertemperaturschalters 12B. In beiden Fällen werden die Aussparungen 18 bzw. 19

von der Deckplatte 11 überdeckt. In Fig. 6 ist eine Aussparung 20 in der Platte 1 gezeigt. Diese Aussparung 20 ist für den PTC-Sensor 12A vorgesehen. Als obere Abdickung ist die Deckplatte 11 angeordnet. Die Elektronikbauteile 12A und 12B sind vorzugsweise jeweils an der Deckplatte 11 verklebt und mit der Heizerfolie 8 verbunden. In allen Fällen können nach Herstellung einer funktionsfähigen Verbindung der elektrischen Bauteile die Aussparungen mit vorzugsweise Epoxidharz vergossen werden.

Patentansprüche

1. Plattenbauteil, insbesondere für eine Fußbodenplatte in einem Flugzeug, wobei das Bauteil im wesentlichen aus mehreren Schichten aufgebaut ist und zumindest einen Wabenkern und mindestens eine untere und mindestens eine obere Deckschicht aufweist, wobei die Deckschichten aus GFK und/oder CFK-Lagen bestehen, dadurch gekennzeichnet, daß ein Folienheizer (8) zumindest bereichsweise in das Plattenbauteil (1) eingebracht ist und eine wärmeleitende obere Deckplatte (11) vorgesehen ist.
2. Plattenbauteil nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß der Folienheizer (8) zwischen zwei oberen Deckschichten (6, 7) aus GFK-Lagen angeordnet ist und eine weitere obere Deckschicht (5) zwischen Wabenkern (6) und GFK-Lagen (6, 7) eine CFK-Lage bildet.
3. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, daß der Folienheizer (8) aus Kapton/Cupron (bzw. Manganin)-Folien-Heizelementen gebildet ist.
4. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß als wärmeleitende obere Deckplatte (11) eine Aluminiumplatte, die als Deckschicht mit den anderen Schichten verklebt wird, vorgesehen ist.
5. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß eine Temperaturregleinheit zur Regelung des Folienheizers (8) vorgesehen ist, wobei ein PTC-Sensor (12A) sowie mindestens ein Übertemperaturschalter (12B) in das Plattenbauteil (1) integriert ist.
6. Plattenbauteil nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, daß der Übertemperaturschalter (12B) zweistufig ausgebildet ist, wobei eine erste Abschaltstufe innerhalb eines vorbestimmten Temperaturbereiches Mittel zum Regeln aufweist und eine zweite

Abschaltstufe bei Erreichen einer Überhitzungs-temperatur abschaltet.

7. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 6,
dadurch gekennzeichnet, daß 5
Aussparungen (15, 18, 19, 20) im Plattenbauteil (1)
zur Aufnahme zumindest der Anschlußleitungen
(14) des Kabelbündels (13), des PTC-Sensors
(12A) sowie des Übertemperaturschalters (12B)
vorgesehen sind. 10
8. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 7,
dadurch gekennzeichnet, daß
die vorhandenen Aussparungen (15, 18, 19, 20) am
Plattenbauteil (1) und/oder Kabelanschlußstellen 15
(17) mit einem wasserdichten Verguß, vorzugs-
weise Epoxidharz, versehen sind.
9. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 8,
dadurch gekennzeichnet, daß 20
die CFK-Lagen (3, 5) und/oder die Metaldeckplatte
(11) elektrisch auf Massepotential gelegt werden.
10. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 9,
dadurch gekennzeichnet, daß 25
die Temperaturregeleinheit weiterhin ein Mittel zur
Überwachung des Heizstromes, die im Kurzschluß-
fall abschalten, aufweist.
11. Plattenbauteil nach einem der Ansprüche 1 bis 10,
dadurch gekennzeichnet, daß 30
eine Isolierschicht (21) als weitere Lage im Platten-
bauteilverbund, vorzugsweise unterhalb der Sand-
wichstruktur vorgesehen ist.

35

40

45

50

55

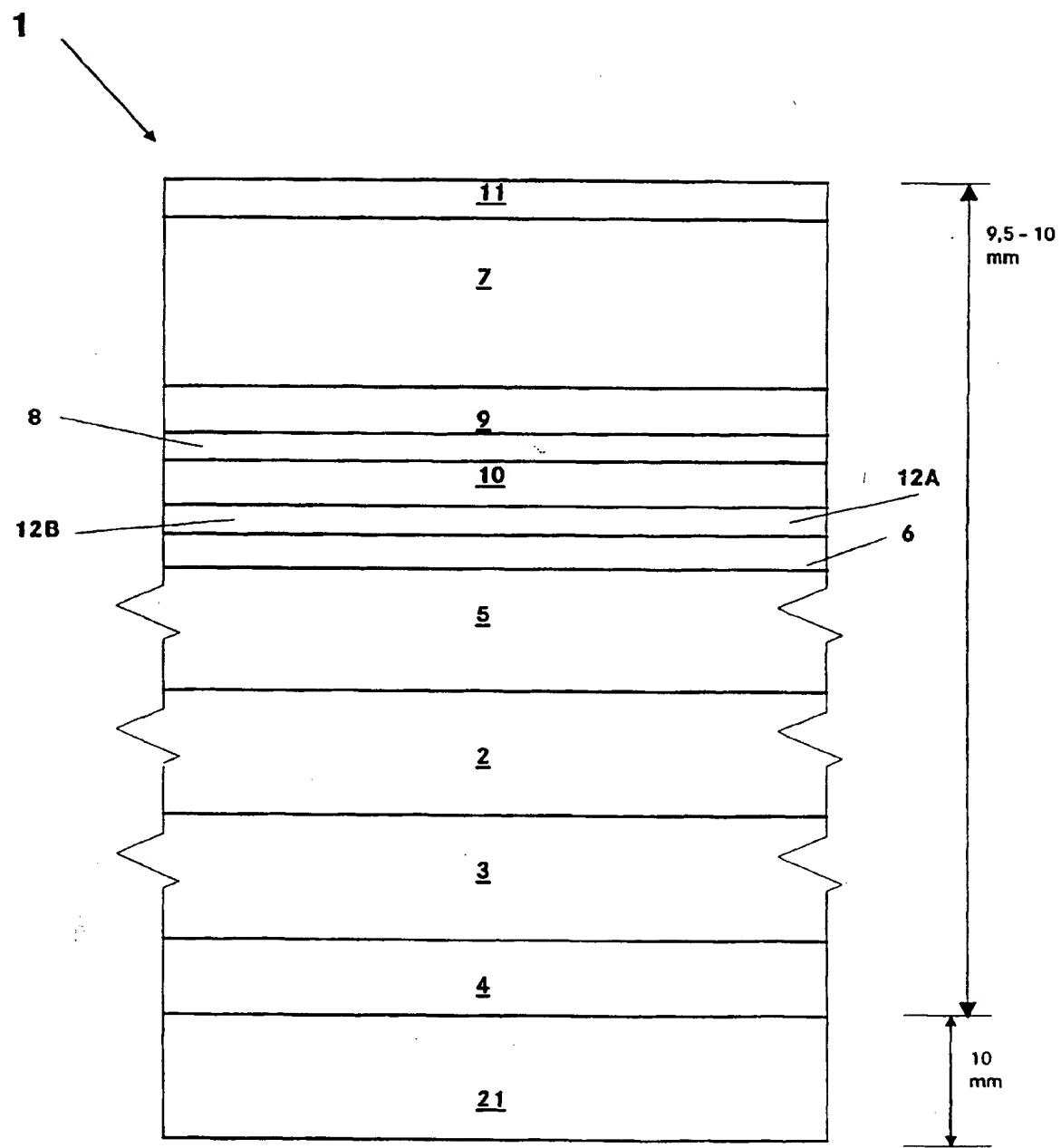


Fig. 1

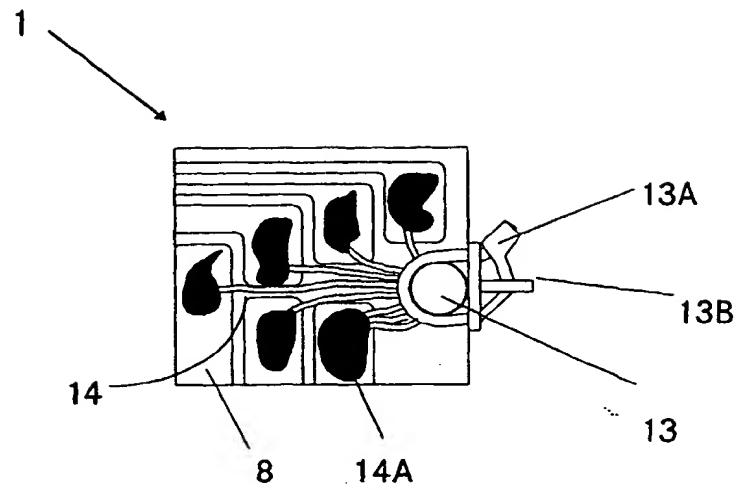


Fig. 2

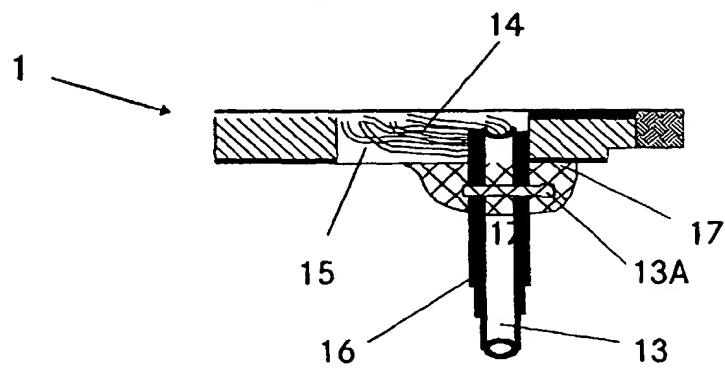


Fig. 3

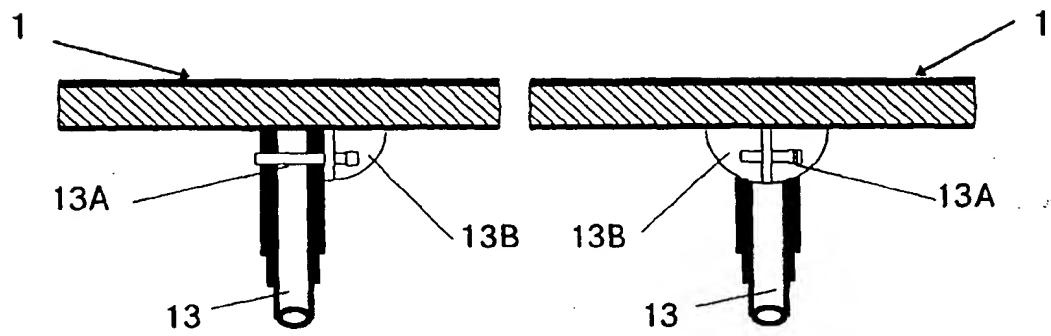


Fig. 4

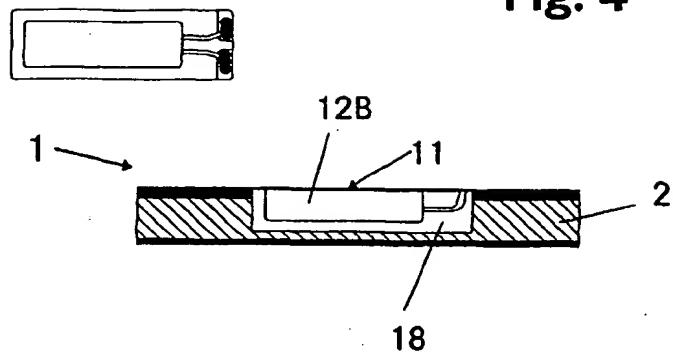


Fig. 5

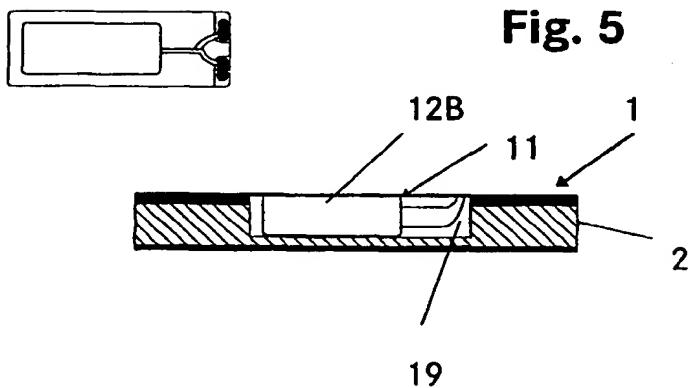
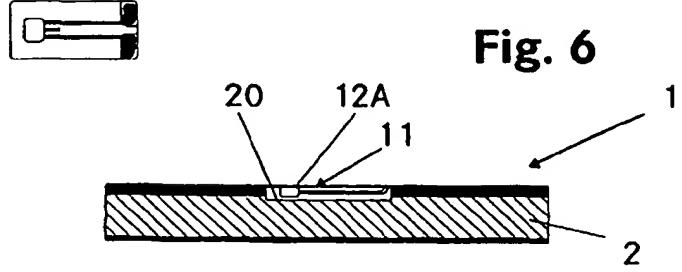


Fig. 6



Description

(0001) The invention concerns a panel component, specifically for a floor panel in an aircraft, where the panel essentially consists of several layers and has at least one honeycomb core and at least one lower and one upper cover layer, with the cover layers consisting of fiberglass-reinforced plastic and/or carbon fiber reinforced plastic.

(0002) Such panel components are known as honeycomb-sandwich structures, and they consist of a honeycomb core and at least one upper and one lower cover layer. The cover layers commonly consist of fiberglass-reinforced and/or carbon fiber reinforced composite material and are fused with the honeycomb core in an autoclave by means of heat and pressure. The dimensions of the honeycomb core and of the cover layers are selected with reference to the intended use and the relevant strength requirements. An example of such a honeycomb structure is shown in the journal "Flight International" of April 17, 1982, on page 988 and page 989.

(0003) Such panel components are preferably used in aircraft construction since their low weight in conjunction with their high strength is of special importance here. Floor plates in aircraft are commonly made of such panel components. As covering of the floor plates in the passenger compartment, synthetic floor coverings of the type "NTF" (Non Textile Floor) or textile carpeting are used. There is the problem, however, that heating of the floor area is required in the door areas of the passenger compartment of the aircraft. The reasons for this heating requirement are the relatively low temperatures (up to minus 15°C) encountered in the door area after approximately 5 hours of flight with aircraft skin temperatures of up to minus 55°C at high altitudes. Insulation provided by the floor coverings as a passive protection is insufficient, and thermal energy must be applied. For this purpose, forced air heating systems are known that supply hot air to the door area. The disadvantages of such systems are their inefficiency, i.e. a higher consumption of electrical power, changes in the airflow of the air-conditioning system, higher weight, the inhomogeneous surface temperature of the plate, and discomfort of the passengers and the crew due to the air circulation. Additional disadvantages are dirt accumulation in the air outlets and the danger that they may be blocked by luggage.

As an alternative solution, independently heatable metal floor plates were bolted on top of conventional floor panels. This solution, too, involves high weight and a high energy consumption.

THIS PAGE BLANK (USPTO)

(0004) From DE 39 22 485 A1, a panel component with an embedded heating system is known. By preference, this panel component consists of plywood and is intended for applications in house construction and in household areas. The heating system consists of a number of strip-type electrodes and a radiator layer for which carbon particle heaters are used. This type of heating system is not suitable for application in aircraft construction because such carbon mixtures cannot be used in the passenger area due to their fire characteristics, or can only be used in conjunction with expensive safety measures that involve additional weight and costs.

(0005) Therefore, the invention addresses the problem of creating a panel component that can be used in the door areas of aircraft within the passenger compartment or other cold zones in the floor area in order to achieve homogeneous floor surface temperatures, preferably in the range from plus 20°C to plus 35°C, and that offers weight reductions compared with previous solutions.

(0006) This problem is solved by a panel component with the features listed in Claim 1.

(0007) It is a special advantage of this solution that it offers significant weight reductions compared with the previous solutions, which is an essential requirement for applications in aircraft construction. The heating of cold floor areas of aircraft passenger compartments is achieved with a homogeneous heat distribution and without undesirable currents of hot air.

(0008) Design developments and advantageous design variants are listed in the sub claims 2 to 10.

(0009) In particular the feature described in Claim 2 ensures that the foil heater can be installed in the composite structure of the panel with simple means.

(0010) Claim 3 shows an advantageous design of the foil heater.

(0011) The design variant of Claim 4 shows a cover plate that offers protection against damage and mechanical stresses, on the one hand, and a homogeneous heat distribution on the panel surface, on the other hand.

(0012) The features in Claims 5 and 6 ensure the control of the temperature of the panel component in relation to the heat requirement, including an auxiliary control in case of failures and, as a safety measure, protection against overheating.

THIS PAGE BLANK (USPTO)

(0013) The design proposed in Claim 7 shows a possible integration of the electrical components and/or the electronic components in the panel itself.

(0014) The feature in Claim 8 shows a possibility for protecting the panel component against moisture penetration.

(0015) The design variants in Claims 9 and 10 ensure that the power supply is reliably switched off in case of damage to the panel component.

(0016) The design proposed in Claim 11 makes it possible to reduce heat losses at the floor panel, which reduces the necessary power requirements for the heating system.

(0017) The drawing shows a design variant of the invention that is described in detail in the following paragraphs, based on the Figures 1 to 6. The same reference symbols are used for the same components in all Figures.

(0018)

- Fig. 1 shows the structure of a panel component;
Fig. 2 shows a top view of the panel component proposed by the invention in the area of an electrical connection element;
Fig. 3 shows a side view of the electrical connection element referred to in Fig. 2;
Fig. 4 to 6 show the recesses in the panel component for sensor and switching elements.

(0019) Fig. 1 shows the structure of a panel component 1. Such a panel component 1, also known as a honeycomb-sandwich structure, consists of a honeycomb core 2 and several cover layers 3, 4, 5, 6, and 7. The thickness and design of the cover layers 3, 4, 5, 6, and 7 are selected with reference to the intended use and the required strength. For use as floor panel in an aircraft, the cover layers 3 and 4 serve as lower cover layers, with the layer 3 located next to the honeycomb core 2 consisting of carbon fiber prepreg material and the layer 4 below it of fiberglass-reinforced prepreg material (gfk-pf-prepreg). On top of the honeycomb core 2, a carbon fiber reinforced prepreg material layer serves as cover layer 5, and prepreg layers, e.g. fiberglass-epoxy-prepreg layers, serve as cover layers 6 and 7. Prepreg material means a fiber material that is pre-impregnated with curable resin. Such a panel component 1 used as a floor plate offers significant advantages for

THIS PAGE BLANK (USPTO)

applications in aircraft due to its light weight and its strength. In certain areas of the aircraft floor, in particular in the door areas, it is necessary to install heating systems because the floor area may reach temperatures of minus 15°C during long flights at high altitudes when the temperatures of the aircraft skin may reach minus 55°C. For this purpose, the invention proposes the installation of a foil heater 8 between the upper cover layers 6 and 7. By preference, capton/cupron foil heating elements are used for the foil heater 8. Capton is the carrier material for such heating foils, and cupron (alloy) is a heating material. Manganin may be used as an alternative heating element. In a preferred embodiment, the heating elements for the foil heater 8 have a linear thermal coefficient and may produce individual outputs locally in order to achieve the necessary homogeneous temperature distribution. By means of the epoxy film adhesives 9 and 10, the foil heating elements 8 are glued between the fiberglass epoxy prepreg layers 6 and 7.

As upper cover, the panel component 1 contains a thermally conducting cover layer 11 as protection against mechanical stresses and for the purpose of heat distribution. The selected material is a relatively thin (0.5 mm) metal plate with surface treatment, with aluminum as the preferred material. The aluminum plate 11 permits rapid heat propagation and a homogeneous heat distribution. The metal cover plate 11 is glued to the other layers to form a composite panel.

In order to control the temperature of the panel component 1, an electronic temperature control unit is provided which determines the temperature distribution in the panel component 1 with a PTC sensor 12A and controls the heat output of the foil heater 8 for a homogeneous temperature distribution. If this control unit fails, an excess temperature switch 12B with two switching stages is provided for preventing the panel 1 from overheating. When the highest stage is reached, at 80°C for example, the panel heating is switched off as long as voltage is being supplied. This prevents the panel 1 from overheating, and the foil heater 8 is switched off. The lower stage of the excess temperature switch controls the foil heater 8 within a certain temperature range. By preference, a bimetal switch is used which controls the heating circuit within a certain range, for example from 30°C to 60°C (with a certain tolerance of approximately +/- 5°C). Thus, the upper stage of the excess temperature switch is a failsafe safety device in case of overheating and will become active only when the lower stage of the excess temperature switch 12B also fails.

The PTC sensor 12A and the excess temperature switch 12B are also integrated in the panel component 1. Preferably, foil elements are to be used that are placed between the epoxy film adhesive layer 10 and the fiberglass epoxy prepreg layer 6.

THIS PAGE BLANK (USPTO)

(0020) The fiberglass-reinforced panels 3 and 5 and the metal cover plate 11 are electrically grounded in order to ensure reliable shutdown in case of a short-circuit, for example when the panel is damaged. In addition, an electronic monitoring device for the heating current should be included in the temperature control unit for disconnecting the power circuit in case of short-circuits.

(0021) The panel component 1 is manufactured as a composite of the different layers in an autoclave at the appropriate temperature, and preferably in a vacuum. Manufacture in a vacuum prevents the inclusion of air in the panel component 1 which would be problematic for its use under varying pressure levels during the operation of the aircraft. The strength of the panel component 1 that is necessary for its application as aircraft floor plate is ensured by its structure, consisting of the carbon fiber reinforced and fiberglass reinforced cover layers 3, 4, 5, 6, and 7, the honeycomb core 2, and the cover plate 11. Such a panel component 1 has a thickness of approximately 9.5 mm. An insulating layer 21 with a thickness of approximately 10 mm and made of synthetic foam material, for example, may be installed underneath this composite panel for reducing heat loss.

For other applications with different strength requirements, the structure and the layer thicknesses of the composite panel component 1 may be varied.

(0022) Fig. 2 shows a top view of a section of the panel component 1 proposed by the invention in the area of the power connection. Via individual conductors (for example 14), a cable bundle 13 is connected with the heater foil 8. There are also provisions for connecting meter and switch elements. A printed circuit that is connected to the conductors of the cable bundle 13 may also be used. It is also necessary to make a connection with the case ground 14A, i.e. a connection with the aluminum plate 11. The cable bundle 13 is attached to the holder 13B of the panel component 1 by means of a cable tie 13A.

(0023) Fig. 3 shows a side view of the panel component 1 in the area of the cable bundle 13. For connecting the cable, an appropriate free space 15 is provided in panel 1 in order to make the electrical connections possible. As a safety feature, a shrink tube 16 is pulled over the cable bundle 13. After the connections have been completed, the free space 15 as well as a transition zone 17 between the outer surface of plate 1 and the cable bundle 13 is filled with a waterproof compound. Here, epoxy resin is the material of choice. This ensures a sufficient moisture seal and Skydrol strength.

THIS PAGE BLANK (USPTO)

(0024) Fig. 4 to 6 show the integration of the PTC sensor 12A and of the excess temperature switches 12B in the panel component 1. The appropriate recesses 18 and 19 are provided in the panel component 1 because these electronic components cannot be installed during the manufacture of the composite panel due to heat and pressure. Fig. 4 shows the floor recess 18 for the first stage of the excess temperature switch 12 B, and Fig. 5 shows the floor recess 19 for the second stage of the excess temperature switch 12 B. In both cases, the recesses 18 and 19 are covered by the cover plate 11. Fig. 6 shows a recess 20 in plate 1. This recess 20 is intended for the PTC sensor 12A. The cover plate 11 serves as upper covering. By preference, the electronic components 12A and 12B are each glued to the cover plate 11 and connected with the heating foil 8. In all cases, the recesses can be filled with - preferably - epoxy resin after a functional connection of the electrical components has been established.

THIS PAGE BLANK (USPTO)

Patent Claims

1. Panel component, specifically for a floor panel in an aircraft, where the panel essentially consists of several layers and has at least one honeycomb core and at least one lower and one upper cover layer, with the cover layers consisting of fiberglass-reinforced plastic and/or carbon fiber-reinforced plastic, characterized by the feature that a foil heater (8) is incorporated at least in certain areas of the panel component (1), and that a thermally conducting upper cover plate (11) is provided.
2. Panel component according to Claim 1,
characterized by the feature(s) that
the foil heater (8) is installed between the two upper cover layers (6, 7) made of fiberglass-reinforced plastic, and that an additional upper cover layer (5) between the honeycomb core (2) and the fiberglass-reinforced layers (6, 7) consists of a carbon fiber reinforced layer.
3. Panel component according to one of the Claims 1 or 2,
characterized by the feature(s) that
the foil heater (8) consists of capton/cuprin (or manganin) foil heating elements.
4. Panel component according to one of the Claims 1 to 3,
characterized by the feature(s) that
as a thermally conducting upper cover plate (11), an aluminum plate that is glued as a cover layer to the other layers is proposed.
5. Panel component according to one of the Claims 1 to 4,
characterized by the feature(s) that
a temperature control unit for controlling the foil heater (8) is provided, with a PTC sensor (12A) and at least one excess temperature switch (12B) being integrated in the panel component (1).
6. Panel component according to Claim 5,
characterized by the feature(s) that
the excess temperature switch (12b) is a two-stage design, where a first shutdown stage provides elements for the control within a preset temperature range, and a second shutdown stage shuts off the unit when excess temperatures are detected.
7. Panel component according to one of the Claims 1 to 6,
characterized by the feature(s) that

THIS PAGE BLANK (USPTO)

recesses (15, 18, 19, 20) are provided in the panel component (1) that accept at least the connecting wires (14) of the cable bundle (13), of the PTC sensor (12A), and of the excess temperature switch (12B).

8. Panel component according to one of the Claims 1 to 7,
characterized by the feature(s) that
the recesses (15, 18, 19, 20) in the panel component (1) and/or the cable connecting points (17) are filled with a waterproof compound, preferably epoxy resin.
9. Panel component according to one of the Claims 1 to 8,
characterized by the feature(s) that
the fiberglass-reinforced layers (3, 5) and/or the metal cover plate (11) are electrically grounded.
10. Panel component according to one of the Claims 1 to 9,
characterized by the feature(s) that
the temperature control unit also has a device for monitoring the heating current that will effect a shutdown in case of a short-circuit.
11. Panel component according to one of the Claims 1 to 10,
characterized by the feature(s) that
an insulating layer (21) is provided as an additional layer in the composite structure of the panel component, preferably underneath the sandwich structure.

THIS PAGE BLANK (USPTO)

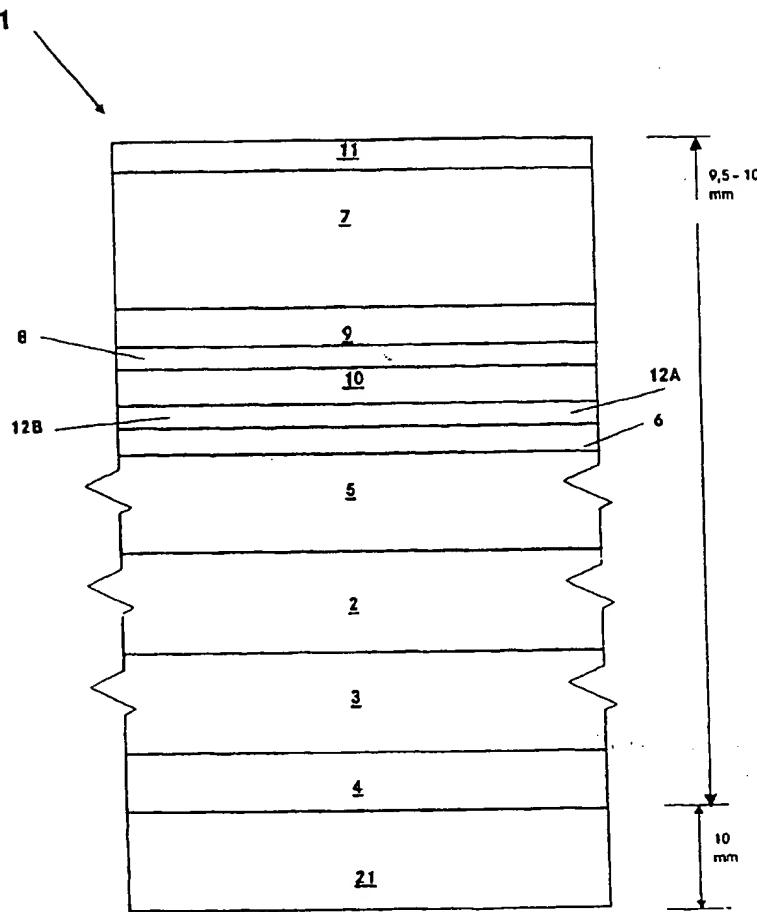


Fig. 1

- | | |
|-----|-----------------------------|
| 1 | Panel component |
| 2 | Honeycomb core |
| 3 | Carbon fiber prepreg |
| 4 | Fiberglass-reinforced |
| 5 | prepreg |
| 6 | Fiberglass-epoxy prepreg |
| 7 | Fiberglass-epoxy prepreg |
| 8 | Foil heater (capton/cupron) |
| 9 | Epoxy film adhesive |
| 10 | Epoxy film adhesive |
| 11 | Thermally conducting |
| | cover/aluminum plate |
| 12A | PTC sensor |
| 12B | Excess temperature switch |
| 13 | Cable bundle |
| 13A | Cable tie |
| 13B | Component holder |
| 14 | Conductor |
| 14A | Case ground |
| 15 | Free space |
| 16 | Shrink tube |
| 17 | Transition zone |
| 18 | Floor recess for 1st stage |
| | excess temperature switch |
| 19 | Floor recess for 2nd stage |
| | excess temperature switch |
| 20 | Recess for PTC sensor |
| 21 | Insulating layer |

Fig. 2

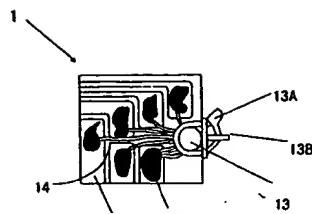


Fig. 3

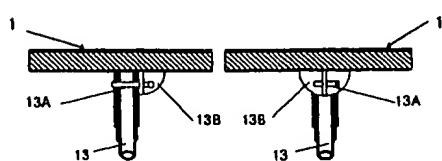
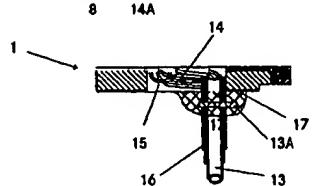


Fig. 4

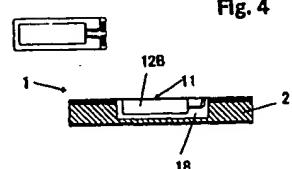


Fig. 5

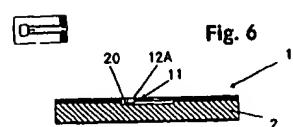


Fig. 6

THIS PAGE BLANK (USPTO)